

高分辨率三线阵相机精密热控设计及试验

江利锋, 傅伟纯, 陈建新

(中国空间技术研究院总体部空间热控技术北京市重点实验室, 北京 100094)

摘 要: 以某遥感卫星三线阵立体测绘相机组合体为研究对象, 通过对卫星顶部构架、相机支架以及相机进行一体化同步控温设计, 并在国内首次采用“隔热/导热复合多层材料组件”结合精密控温回路设计、高精度控温仪等技术手段, 满足了相机精密热控指标要求。在热平衡试验中, 通过组合体不同状态的试验工况设置, 验证了透镜最大径向温差 $< 0.2^{\circ}\text{C}$ 、轨道周期内径向温差的稳定度 $< 0.1^{\circ}\text{C}$ 的设计结果。

关键词: 三线阵相机; 热控设计; 试验

中图分类号: V41 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2014)04-0467-07

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2014.04.014

Precise Thermal Control Design and Test for the High-Resolution Three-Linear Array Mapping Cameras

JIANG Li-feng, FU Wei-chun, CHEN Jian-xin

(Beijing Key Laboratory of Space Thermal Control Technology, Institute of Spacecraft System Engineering CAST, Beijing 100094, China)

Abstract: Taking the three-linear array stereo mapping cameras as subject, in order to achieve the high thermal control index of the cameras, temperatures of the top framework, brackets and cameras are integratively and synchronously controlled in the thermal control design, a kind of heat insulation & heat transfer composite multilayer material is used, heaters of the cameras are precisely disposed and controlled by the high accuracy temperature control equipment. Thermal balance tests are done to validate the thermal design, results show that the temperature of the cameras can meet the requirements, the maximum radial temperature difference of the lens can be controlled within 0.2°C , and the maximum radial temperature difference fluctuation of the lens can be controlled within 0.1°C during an orbital period.

Key words: Three-linear array mapping camera; Thermal-control design; Tests

0 引 言

空间相机的任务性质决定了相机必须在严酷的空间环境下具有可靠的光学性能, 而相机的光学性能除了取决于相机光学系统的设计之外, 对温度的变化也非常敏感。一方面, 相机的主结构和光学元件的温度波动和温度梯度使相机光学系统的光学间隔发生变化, 光学主轴发生倾斜; 另一方面, 光学元件内部的温度波动和温度梯度使光学元件的面型发生变化, 透镜内的温度变化还将引起折射率的改变, 从而影响相机光学成像质量^[1-3]。因此, 相机热设

计是空间相机的关键技术之一。

高分辨率三线阵立体测绘相机作为空间相机的一种, 三台相机间互成交角, 利用不同相机不同时刻对同一地物的影像获得全色立体图像, 实现立体测绘。为保证立体测绘精度, 相机自身的光轴稳定性、不同相机之间的夹角稳定性显得尤为重要, 这对相机主体结构、光学部件以及相机支架的温度均匀度及稳定度都提出了较高的要求。由于三台相机互成交角, 其自身的复杂构型及相机间的相互遮挡导致外热流极不均匀, 结合相机的高温指标要求, 给相机热控设计带来了较大的难度。

当前在轨使用的空间相机,其热控措施主要包括主动热控与被动热控两大方面。主动热控是主要通过加热器主动加热,给相机进行功率补偿,控制相机各部位温度;被动热控是指通过多层隔热组件、隔热垫片隔热,热管导热,散热面散热等被动热控措施,控制相机各部位的温度^[4]。本文针对某遥感型号卫星高分辨率三线阵立体测绘相机组合体,通过分析相机在轨环境条件,采用主动热控与被动热控相结合的方式,通过“隔热/导热复合多层材料组件”结合精密控温回路设计、高精度控温仪等技术手段,对卫星顶部构架、相机支架以及相机进行一体化同步控温设计,并以热平衡试验温度数据,验证了相机热控设计的有效性和正确性。

1 三线阵相机构型及指标

1.1 相机构型

三线阵立体测绘相机包括相机(前视/后视/正视相机各一台)及一体化支架两大部分。每个相机单体包括遮光罩、窗口组件、透镜组件、主承力结构以及焦面箱等部分。一体化支架包括前视支架、后视支架、正视前、后支撑以及相机底板。

三台相机互成夹角,分别安装在相应支架上,支架固定安装在相机底板,最终一体化安装在卫星载荷舱顶部,具体结构见图 1。

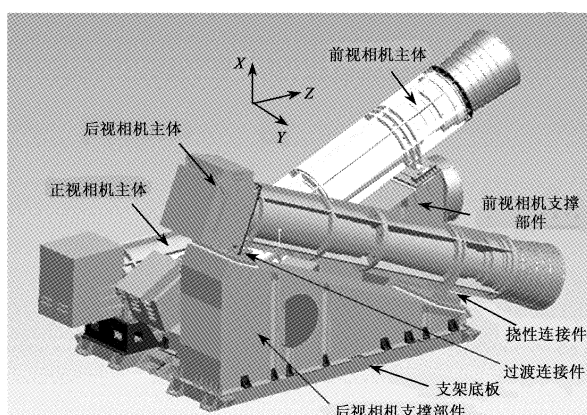


图 1 三线阵相机结构示意图

Fig. 1 Structure of the three-linear array mapping cameras

1.2 热控指标

相机的热控设计主要围绕相机的温度指标展开,当前国内外空间相机的温度指标主要通过热光学分析方法获得^[1,5-6]。热光学分析过程中,首先根据空间相机的结构模型建立热模型,将假定的相机

关键部位的温度作为边界条件输入热模型进行计算,得出相机温度场;再根据所得温度场分析相机变形情况,代入相机光学分析模型,看是否能满足光学成像要求。通过反复迭代,得出合理的相机温度指标要求。

根据热光学分析,三线阵立体测绘相机的热控指标见表 1。

表 1 三线阵相机温度指标要求

Table 1 Temperature target of the three-linear array mapping cameras

部位	指标/℃	
相机	温度水平	20 ± 1
	最大径向温差	< 0.2
	最大径向温差的波动度	< 0.1
	主镜筒	温度水平 20 ± 1 周向最大温差 < 1
CCD	温度水平	10 ~ 25
支架	支架	温度水平 20 ± 2
	支架底板	温度水平 20 ± 2

2 相机空间热环境

三线阵相机安装在卫星载荷舱顶部,直接暴露于空间。相机所处热环境主要包括:与 4 K 深冷空间环境的辐射换热,吸收空间太阳直射辐射、行星反照及地球红外辐射外热流,与卫星舱板间的传热。其中与空间深冷背景的辐射换热及与舱板间的传热仅与自身温度及舱板温度相关,所受外热流则与时间(地球与太阳的远近)及轨道 β 角(太阳矢量与轨道平面的夹角)密切相关,且在单个轨道周期内也是时刻变化的,其中地球与太阳的远近决定了太阳光强度的大小,轨道 β 角则决定了相机各面实际受到的太阳直射强度。

对近地轨道而言,通常地球近日点太阳光强度最大,远日点太阳光强度最小,考虑到轨道 β 角的影响因素,一般在 β 角最大时,各朝向面综合所受外热流最大, β 角最小时外热流最小。

三线阵相机三台相机间互成夹角,同一时刻相机同一部位的太阳入射角并不一致,三台相机的外热流随 β 角的变化也并不相同。考虑到三台相机间的相互遮挡,三线阵相机的外热流显得更为复杂,受篇幅所限,本文对此不予过多描述,仅以整星六个表面为基准,给出各面外热流随 β 角的变化情况。图 2 给出了 β 角最大时的单轨太阳直射辐照曲线,表 2

表2 不同 β 角卫星各个面到达的周期平均热流密度Table 2 Average heat flux to each surface of the satellite with different β angle

β 角	外热流种类	+X面 $/(W \cdot m^{-2})$	-X面 $/(W \cdot m^{-2})$	+Y面 $/(W \cdot m^{-2})$	-Y面 $/(W \cdot m^{-2})$	+Z面 $/(W \cdot m^{-2})$	-Z面 $/(W \cdot m^{-2})$
最大 β 角	太阳直射	276.5	276.3	0.0	389.7	49.3	368.5
	地球反照	29.3	29.2	27.1	31.6	94.4	0.0
	地球红外	64.9	65.7	66.8	65.2	212.4	0.0
最小 β 角	太阳直射	286.1	275.3	0.0	239.7	48.2	373.7
	地球反照	29.6	29.7	28.2	31.1	95.9	0.0
	地球红外	62.6	60.4	62.4	62.0	197.7	0.0

给出了最大 β 角及最小 β 角时各朝向面到达的周期平均热流密度。

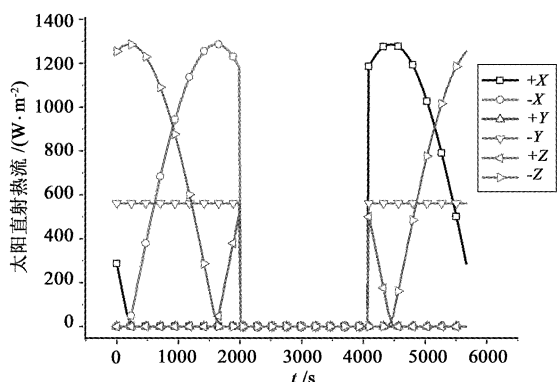


图2 β 角最大时各朝向面到达的太阳直射辐射强度

Fig. 2 Direct solar flux of each surface with maximum β

3 相机热控设计

根据相机空间热环境分析结果,对于直接暴露于空间环境的三线阵相机,每个轨道圈内所受到的外热流变化较大,且相机自身结构复杂,三台相机之间、相机与支架、不同支架间的相互遮挡都较为厉害,导致相机及支架各部位的外热流极不均匀。相机窗口组件直接面向空间,由于窗口玻璃的透过性,靠近窗口处的透镜组件及镜筒受外热流的影响较大,外热流的不均匀性给自身的温度均匀度带来很大的影响,而由于成像需求,相机窗口部分无法直接实施主动控温等热控措施,结合相机较为苛刻的温度指标,给相机温控带来很大的难度。

为克服上述困难,本文采用主动热控与被动热控相结合的办法,对卫星顶部构架、相机支架以及相机进行一体化同步控温设计,通过合理布置电加热器、控温仪等主动热控产品结合多层隔热材料、隔热垫、热管、导热索、散热面等被动热控手段,对相机进

行精密控温。

3.1 主承力结构热控设计

相机的镜筒、支架主承力结构要求温度稳定,为减小相机与空间环境的热交换,降低外热流对相机温度的影响,在相机外表面包覆20单元多层隔热材料,多层面膜选用吸收发射比较小的F46镀银二次表面镜;对温度梯度及温度波动要求更高的透镜,由于其处于镜筒内部,受镜筒温度影响较大,且无法直接进行热控实施,需要通过镜筒间接控温,为此在镜筒外表面包覆一种具有高横向导热能力的隔热/导热复合多层材料组件,减小外热流对镜筒温度梯度的影响,进而提高透镜的温度均匀度。隔热/导热复合多层材料组件由普通多层复合高导热能力的石墨纸组成,在保证多层组件纵向隔热性能的同时,利用石墨纸的高导热性能,提高了多层的周向导热能力,进而提高多层内表面的温度均匀度。此类复合多层为国内首次使用。

为提高相机内部元器件之间的温度均匀性,对相机主结构表面进行发黑处理,以增加其红外发射率,增大内部元器件之间的辐射换热能力。

由于相机各部位的温度指标并不相同,尤其是焦面与镜筒间的温度指标差异较大,为减小相机各部件间的相互影响,采用隔热设计,使用玻璃钢隔热垫增大相机各部件间的热阻。

为保证相机各部位的温度能控制在指标范围内,在相机外表面布置薄膜电加热器,根据相机各部位外热流的不同对加热器的阻值及功率进行精密设计、布置。大尺寸钛合金底板受限于钛合金较差的导热能力,根据外热流差异及连接支架的温度差异对其控温区域进行细密划分;考虑到相机透镜、镜筒的高指标要求,按镜筒周向周期平均外热流的不同精密划分控温区域。控温回路使用高精度控温仪进行控制,通过系统热分析确定控温回路的控温阈值,

确保相机底板、支架及相机处于同一温度水平,实现相机的精密控温。

3.2 焦面热控设计

相机焦面 CCD 器件功率密度高达 2000 W/m^2 以上,由于 CCD 的温度水平和温度梯度直接影响成像质量,成像时为保证焦面 CCD 的温度维持在要求的温度水平且温度均匀,必须将焦面产生的热功耗及时排散出去。另外由于相机在轨调焦时 CCD 需要 $\pm 3 \text{ mm}$ 范围内移动,CCD 的散热途径必须有一定的柔性。为减小 CCD 的热噪声,需尽可能降低 CCD 的温度水平^[7-10]。

为实现相机高功率密度 CCD 器件的散热和在轨调焦需求,在焦面内部安装热管、导热索等高传热能力的器件,外部增设散热面,形成 CCD→焦面小热管→导热索→焦面箱结构面板→焦面外贴热管→散热板的散热路径,以保证 CCD 器件工作时高能流密度的散热,同时在散热通道上布置补偿加热回路,保证相机不工作期间 CCD 的温度在指标要求范围内,通过控制补偿加热回路的控温阈值,尽可能使 CCD 温度接近指标低限。散热面选用低吸收发射比的 OSR 光学二次表面镜。导热索的结构图见图 3,其柔性段允许弯折,以此保证 CCD 器件在轨调焦需求。

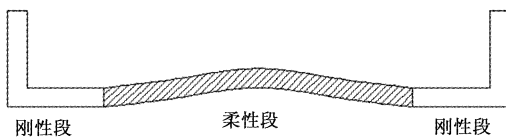


图 3 导热索结构示意图

Fig. 3 Structure schematic of the heat-transfer strap

4 相机热分析

相机热分析使用有限差分方法,采用热分析软件“Thermal-Desktop”建立相机热分析模型,通过对相机不同部位热网络节点的精密划分,对相机环境及边界条件的准确设置,进行相机热分析,相机有限差分模型见图 4。

根据空间热环境分析结果,选取三线阵相机在轨极端低温、极端高温两个工况进行分析计算,工况设置见表 3。

图 5、图 6 分别给出了相机镜筒及 CCD 器件单个轨道周期内的温度变化曲线,图 7 为连续两个轨

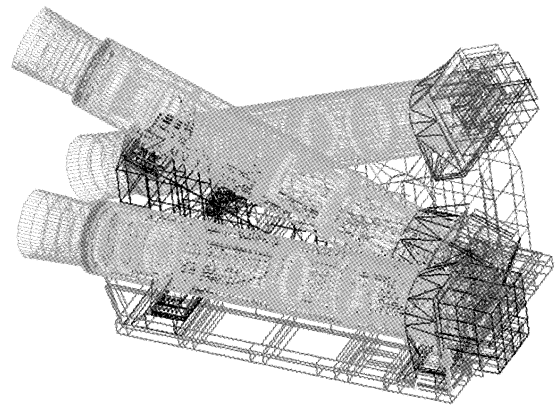


图 4 三线阵相机有限差分模型

Fig. 4 Finite difference model of the three-linear array mapping cameras

道周期内相机透镜最大径向温差变化曲线。相机各主要部件温度分析结果见表 4。由分析结果可知,相机所有温度数据均能满足指标要求,其中相机透镜温度稳定,高低温工况下的波动较小,透镜的最大径向温差小于 0.2°C 且最大径向温差的波动度小于 0.08°C 。

表 3 三线阵相机在轨极端工况设定

Table 3 In-orbit extreme conditions of the three-linear array mapping cameras

计算工况	外热流条件	整星定温边界/ $^\circ\text{C}$	成像与否
低温	β 角最小 寿命初期	0	不成像
高温	β 角最大 寿命末期	25	阳光区成像 15 min/周期

5 试验验证

为验证相机热设计的正确性,根据相机在轨边界、环境条件以及相机在轨工作模式,搭建相机真空热试验平台,进行相机真空热平衡试验。试验采用真空罐模拟空间深冷环境,使用外热流模拟器模拟相机所受空间辐照,通过试验工装模拟整星边界,使用高精度控温仪对相机进行控温并采集相机各部位温度数据。

试验主要解决了三线阵相机组合体相互遮挡带来的试验模拟问题。通过改进相机热控实施流程,解决了因相机结构复杂导致的设计、实施困难;通过建立试验模型,详细分析相机各部位对空间的视角系数并对外热流进行相应修正,解决了因罐内设备

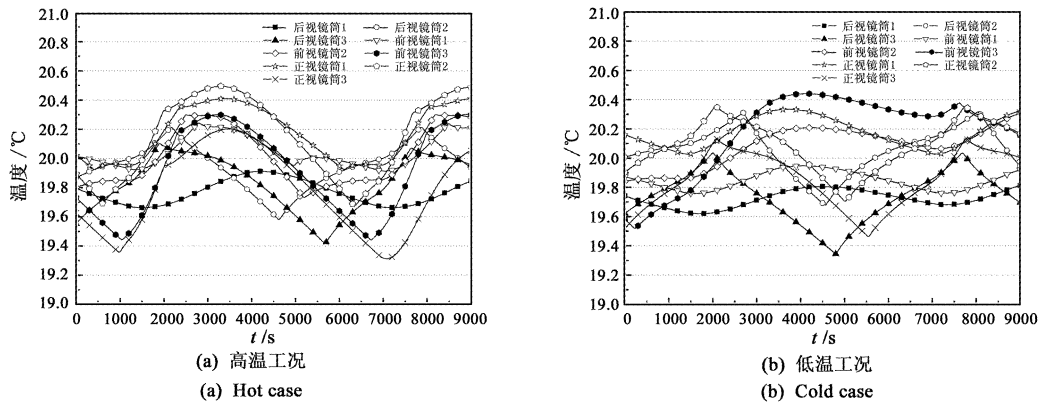


图 5 相机镜筒温度分析结果

Fig. 5 Analysis temperature of the camera tube

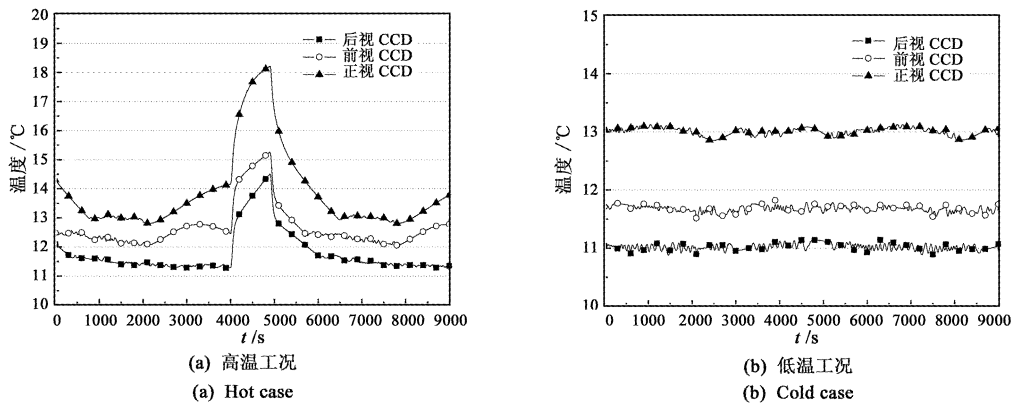


图 6 相机 CCD 温度分析结果

Fig. 6 Analysis temperature of the CCD

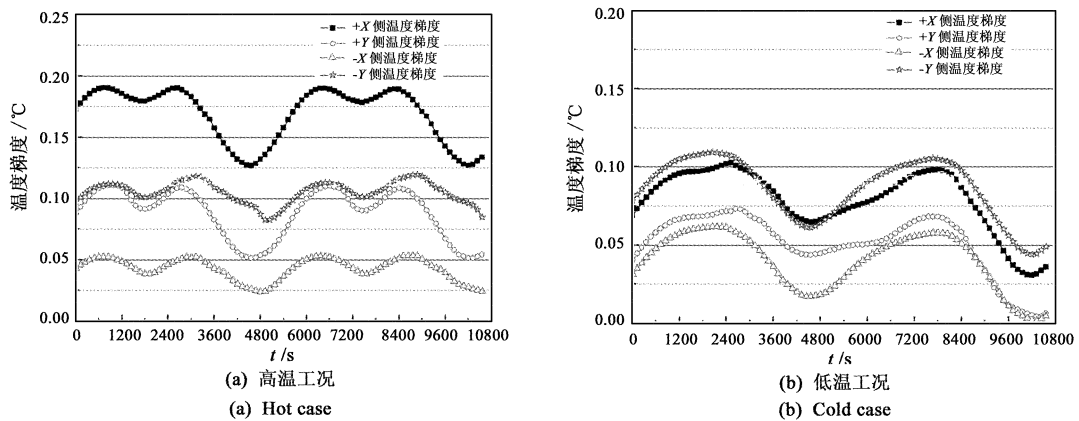


图 7 透镜最大径向温差分析结果

Fig. 7 Analysis results of the maximum radial temperature difference of the lens

相互遮挡带来的外热流模拟难度大的问题。

根据相机热分析情况,试验对相机在轨极端高温、低温工况均进行了验证。试验中控温回路功率及布局、控温阈值设置、外热流情况均与热分析模型

中的数据一致。

相机主要部件热平衡试验结果见表 4,图 8、图 9 给出了相机达到热平衡时单个轨道周期内镜筒及 CCD 的温度变化曲线。由试验数据可知,相机镜

表 4 相机主要部件高低温工况热分析及热平衡试验结果

Table 4 Analysis and thermal balance tests results for main components of the cameras in hot case and cold case

部位	指标/°C	低温工况/°C		高温工况/°C		
		计算值	试验值	计算值	试验值	
相机	透镜 温度水平	20 ± 1	19.7 ~ 20.9	/	19.7 ~ 20.8	/
	最大径向温差	< 0.2	< 0.18	/	< 0.19	/
	最大径向温差的波动度	< 0.1	≤ 0.07	/	≤ 0.08	/
主镜筒	温度水平	20 ± 1	19.2 ~ 20.9	19.4 ~ 20.6	19.3 ~ 20.8	19.7 ~ 20.7
	周向最大温差	< 1	≤ 0.8	< 0.6	≤ 0.8	< 0.5
CCD	温度水平	10 ~ 25	10.8 ~ 13.3	11 ~ 13.1	11 ~ 18.3	12.1 ~ 17.2
支架	支架 温度水平	20 ± 2	18.7 ~ 21.2	19.7 ~ 20.4	19.1 ~ 21.3	19.8 ~ 20.7
	底板 温度水平	20 ± 2	18.5 ~ 21	19.5 ~ 20.3	18.4 ~ 21.3	19.6 ~ 20.8

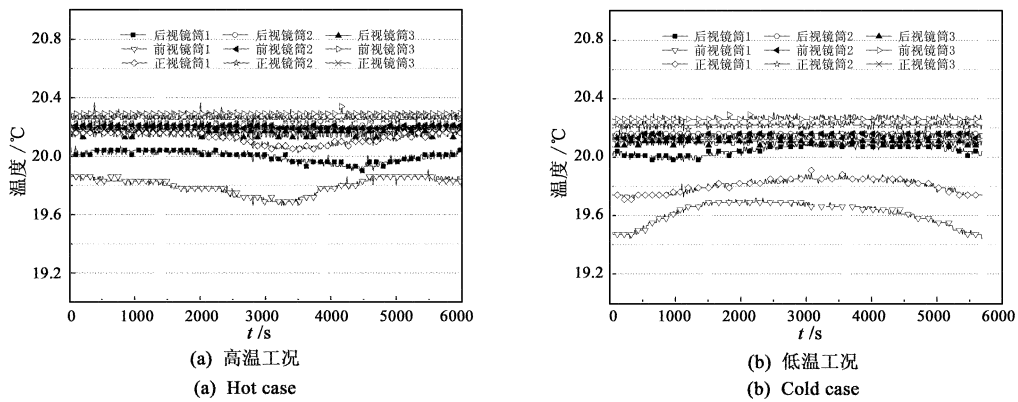


图 8 相机镜筒温度试验结果

Fig. 8 Test results of the camera tube

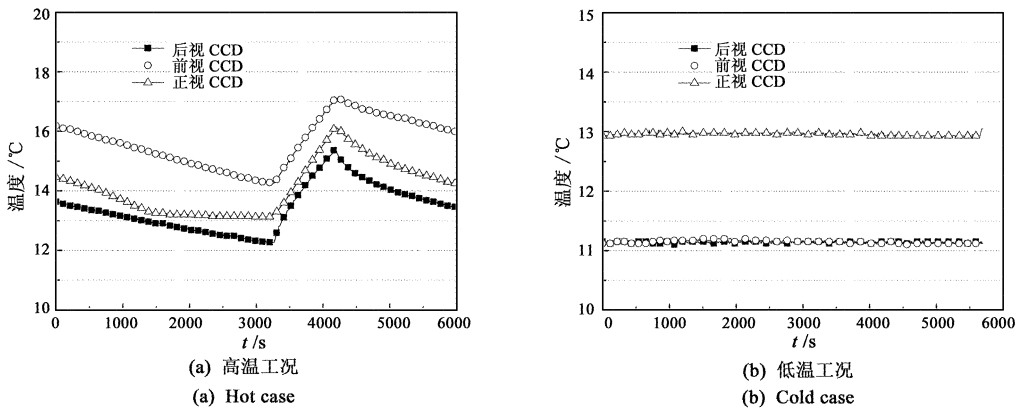


图 9 相机 CCD 温度试验结果

Fig. 9 Test results of the CCD

筒、CCD、支架试验温度数据均能满足指标要求，且与分析结果吻合性好。

热平衡试验时，出于相机成像需要，透镜玻璃无法安装测温装置，透镜温度通过镜筒温度分析得到。相机透镜与安装镜筒的温度对应关系见表 5，透镜温度范围均包络在安装镜筒温度范围内，且透镜温

差均小于安装镜筒周向温差。试验结果表明，安装镜筒的温度范围及周向温差均优于分析结果。此外，三线阵相机共进行了 2 次热平衡试验：鉴定相机热平衡试验和正样热平衡试验，两次试验数据一致，表明试验模拟方法正确，试验结果满足所有指标要求，证明了热设计的正确性。

表5 相机透镜与镜筒温度对应关系统计表

Table 5 Correspondence table of the lens temperature and tube temperature of the cameras

部件	分析结果/°C			试验结果/°C		
	透镜最大 径向温差	透镜最大径向 温差的波动	安装镜筒最大 周向温差	安装镜筒 温度水平	安装镜筒最大 周向温差	安装镜筒 温度水平
后视透镜	0.11	0.04	0.63	19.4~20.8	0.26	19.8~20.3
正视透镜	0.13	0.06	0.41	19.5~20.9	0.04	19.8~20.4
前视透镜	0.10	0.05	0.35	19.2~20.9	0.30	19.7~20.4

6 结 论

热控设计是空间相机的关键技术之一,是保证空间相机光学性能的重要手段。本文采用主动热控与被动热控相结合的方式,精密设计、布置电加热器,合理利用多层隔热材料、隔热垫、热管、导热索、散热面以及控温仪等热控品对某遥感型号高分辨率三线阵立体测绘相机进行精密热控设计。通过建模分析及热平衡试验验证,三线阵立体测绘相机各部位温度水平、温度梯度均能满足指标要求,尤其是透镜组件,其最大径向温差均控制在 0.2°C 以内,最大径向温差的波动能控制在 0.08°C 以内,较好地实现了相机的精密控温,对空间相机尤其是复杂结构高分辨率立体测绘相机的热控设计有着一定的借鉴及指导作用。

参 考 文 献

- [1] 赵立新,邵英. 空间望远镜的热设计和热光学分析综述[J]. 航天返回与遥感, 2001, 22(2): 13-19. [Zhao Li-xin, Shao Ying. Summary of thermal control and thermal-optical analysis for space optical system [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2001, 22(2): 13-19.]
- [2] 杨文刚,余雷,陈荣利,等. 高分辨率空间相机精密热控设计及验证[J]. 光子学报, 2009, 38(9): 2363-2367. [Yang Wen-gang, Yu Lei, Chen Rong-li, et al. Precise thermal control design and validation for high resolution space camera[J]. Acta Photonica Sinica, 2009, 38(9): 2363-2367.]
- [3] Peter G, Erik F. Design guidelines for thermal stability in optomechanical instruments[J]. SPIE, 2003, 5176: 126-134.
- [4] 闵桂荣,郭舜. 航天器热控制(第二版)[M]. 北京:科学出版社, 1998.
- [5] 陈荣利,马臻,杨文刚,等. 空间相机热光学分析与试验验证[J]. 光子学报, 2010, 39(11): 2068-2072. [Chen Rong-li, Ma Zhen, Yang Wen-gang, et al. Thermal-optical analysis and tests for high resolution space camera [J]. Acta Photonica Sinica, 2010, 39(11): 2068-2072.]
- [6] 陈恩涛,贾宏,李劲东,等. 空间光学遥感器光-机-热集成分析方法研究[J]. 宇航学报, 2005, 26(1): 66-70. [Chen En-tao, Jia Hong, Li Jing-dong, et al. Study on the method of thermal/structure/optical integrated analysis of space remote sensor[J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(1): 66-70.]
- [7] 李国强,贾宏. CCD组件的热分析和热试验[J]. 航天返回与遥感, 2003, 24(3): 15-18. [Li Guo-qiang, Jia Hong. Thermal analysis and thermal balance test of CCD assembly [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2003, 24(3): 15-18.]
- [8] 陈恩涛,卢镔. 空间遥感器 CCD 组件热设计[J]. 光学精密工程, 2000, 3(6): 522-524. [Chen En-tao, Lu E. Thermal engineering design of CCD component of space remote-sensor[J]. Optics and Precision Engineering, 2000, 3(6): 522-524.]
- [9] 李云飞,李敏捷,司国良,等. TDI-CCD 图像传感器的噪声分析与处理[J]. 光学精密工程, 2007, 15(8): 1196-1201. [Li Yun-fei, Li Ming-jie, Si Guo-liang, et al. Noise analyzing and processing of TDI-CCD image sensor [J]. Optics and Precision Engineering, 2007, 15(8): 1196-1201.]
- [10] 韩冬,吴清文,卢镔,等. 多姿态变化相机中 CCD 焦面组件的热设计[J]. 光学精密工程, 2009, 11(17): 2665-2671. [Han Dong, Wu Qing-wen, Lu E, et al. Thermal design of CCD focal plane assemblies for attitude-varied space cameras [J]. Optics and Precision Engineering, 2009, 11(17): 2665-2671.]

作者简介:

江利锋(1982-),男,博士,工程师,主要研究方向为航天器热控制。

通信地址:北京 5142 信箱 364 分箱(100094)

E-mail: lfjiang@mail.ustc.edu.cn

(编辑:曹亚君)